

NGHIÊN CỨU ẢNH HƯỞNG CỦA BÁN KÍNH CONG TỚI ĐẶC TRƯNG KHÍ ĐỘNG CỦA CÁNH BAO QUANH THÂN

EFFECT OF WING CURVATURE RADIUS ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE WRAP AROUND FINS

TS. **Bùi Văn Phương**, ThS. **Nguyễn Thế Phi**
Viện Tên lửa, Viện Khoa học và Công nghệ Quân sự

TÓM TẮT

Nghiên cứu trình bày các đặc tính khí động học của cánh bao quanh thân bằng phương pháp mô phỏng số. Tác giả sử dụng phương pháp RANS với mô hình rối SST $k-\omega$ trên phần mềm ANSYS Fluent. Đầu tiên, việc xác minh tính độc lập của lưới được thực hiện thông qua so sánh hệ số khí động của cánh được tính trong các trường hợp lưới có số lượng nút tăng dần. Sau đó, nhóm nghiên cứu tính toán các hệ số khí động học của mô hình ở các dải vận tốc Mach khác nhau. Kết quả mô phỏng số được so sánh với thực nghiệm và các tính toán trước đó cho thấy sự tương đồng tốt. Đóng góp của bài báo tập trung vào việc phân tích các đặc tính khí động học của cánh bao quanh thân với các bán kính cong khác nhau khi thay đổi góc tấn tại chế độ bay siêu âm.

Từ khóa: Cánh bao quanh thân; Mô men quay; Mô men giảm chấn; Khí động lực học; Mô phỏng số.

ABSTRACT

This study presents the aerodynamic characteristics of wrap around fins by using numerical approach. Authors used RANS equations with the turbulent model $k-\omega$ SST by ANSYS Fluent. First, by increasing number of nodes, the mesh independence test was conducted through the results of the wing aerodynamic coefficient. Then, the model aerodynamic coefficients were calculated at different Mach numbers. The numerical results were validated with the experimental data and the previous calculations. The research's contribution focuses on analyzing the effect of the wing curvature radius on aerodynamic characteristics of the wrap around fins at different angles of attack in supersonic conditions.

Keywords: Wrap around fins; Roll moment; Damping moment; Aerodynamics; Numerical approach.



1. MỞ ĐẦU

Cánh bao quanh thân (Wrap around fins) gọi tắt là cánh cong được sử dụng trên tên lửa và đạn phản lực được phóng bằng ống phóng. Về mặt thiết kế, cánh cong có thể tiết kiệm không gian bằng cách cuộn quanh thân, rất thuận lợi cho việc đặt và bảo quản trong ống phóng. Vì vậy, loại cánh này được sử dụng rộng rãi trong các trang bị vũ khí chiến thuật như Extra (Israel), đạn phản lực Hydra 70 (Hoa Kỳ), pháo phản lực BM30 (Nga),...

Việc so sánh cánh phẳng và cánh cong được nghiên cứu trong một số công trình. Tanrökulu và cộng sự [1] đã so sánh các đặc tính khí động học phi tuyến giữa tên lửa cánh phẳng và cánh cong bằng phần mềm do tác giả phát triển. Song các kết quả thu được có khác biệt đáng kể so với dữ liệu thực nghiệm DATCOM. Nghiên cứu của Sharma và cộng sự [2] so sánh đặc trưng động lực học dòng chảy xung quanh một cánh cong và một cánh phẳng độc lập khi góc tấn bằng 0 tại các vận tốc khác nhau. Zhang và cộng sự [3] đã so sánh các đặc tính khí động học giữa cánh cong và cánh phẳng bằng cách thay đổi các tham số hình học của cánh ở tốc độ siêu thanh. Song, mô hình Spalart-Allmaras được tác giả sử dụng không phù hợp cho dòng chảy rối bao quanh lớp biên của tên lửa. Có thể thấy rằng, việc đánh giá ảnh hưởng của bán kính cong tới các đặc trưng khí động học của cánh cong còn khá hạn chế về đối tượng và phương pháp tính.

Trong bài báo này, nhóm tác giả tập trung đánh giá các thay đổi khí động học của tên lửa 4 cánh cong có vát mép, khi bán kính cong thay đổi tại các tốc độ bay và góc tấn khác nhau sử dụng mô hình k- ω SST [4] trên phần mềm thương mại Ansys Fluent.

2. MÔ HÌNH TOÁN

Phương trình động lực học chuyển động quay thuần túy của cánh cong có thể được biểu diễn dưới dạng [5]:

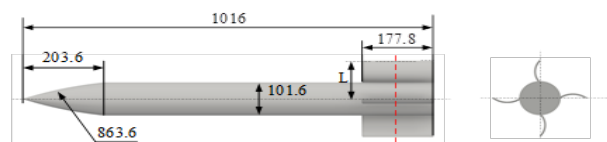
$$J_x \cdot \frac{d\omega_x}{dt} = M_x = M_x^\delta - M_x^\omega$$

Với: J_x là mô men quán tính dọc trục; ω_x , M_x là vận tốc và mô men quay; M_x^δ là thành phần mô men do góc lệch cánh δ gây ra (M_x^δ có xu hướng làm tăng vận tốc quay, là kết quả của cặp lực nâng được tạo ra bởi các bề mặt nghiêng trong chuyển động thẳng về phía trước); M_x^ω là mô men giảm chấn, do vận tốc quay ω_x gây ra.

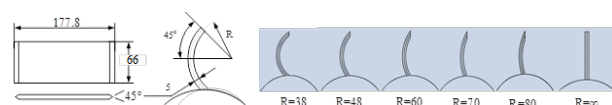
3. PHƯƠNG PHÁP MÔ PHỎNG SỐ

3.1. Mô hình nghiên cứu

Nhóm tác giả sử dụng mô hình tên lửa có kích thước hình học và dữ liệu thực nghiệm để so sánh hệ số mômen quay của cánh cong [6]. Các kích thước trong Hình 1-2 được biểu thị bằng đơn vị mm, L là độ dài đặc trưng.

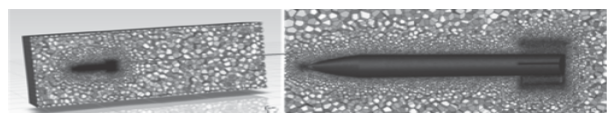


Hình 1. Mô hình tên lửa.



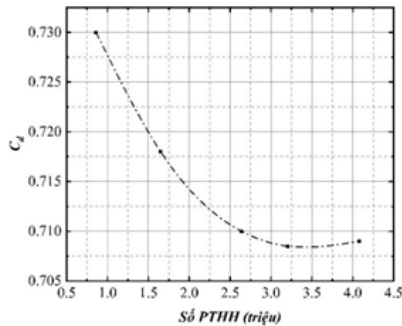
Hình 2. Hình dạng cánh cong.

3.2. Chia lưới và kiểm chứng



Hình 3. Cấu trúc lưới toàn bộ miền tính toán.

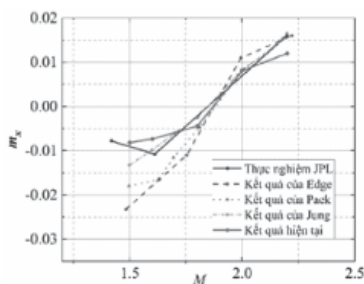
Vùng thể tích tính toán được chia lưới polyhedra (Hình 3). Trong đó, chiều dày lớp lưới đầu tiên sát trên bề mặt tên lửa $\leq 2 \times 10^{-7}$ m với tỷ lệ tăng cho các lớp tiếp theo là 1,05 nhằm bảo đảm mô phỏng lớp biên tại vận tốc trên âm.



Hình 4. Ảnh hưởng của số lượng phần tử hữu hạn đến hệ số lực cản.

Để kiểm tra chất lượng lưới, số lượng phần tử hữu hạn được tăng từ 0,86 triệu đến 4,08 triệu. Từ Hình 4 ta thấy, khi số lượng phần tử hữu hạn đạt 2,64 triệu thì kết quả tính C_d thay đổi không đáng kể. Do đó, nhóm tác giả chọn lưới 2.64 triệu phần tử cho mô phỏng số nhằm bảo đảm độ chính xác và tiết kiệm thời gian tính toán.

Kết quả mô phỏng số được kiểm chứng thông qua so sánh kết quả tính toán hệ số mô men quay m_x với kết quả thực nghiệm [6] và các tính toán trước đó [7-9] (Hình 5). Xu hướng thay đổi hệ số mô men quay là tương đồng với kết quả thực nghiệm cũng như các tính toán trước đó.



Hình 5. So sánh kết quả tính hệ số mô men quay.

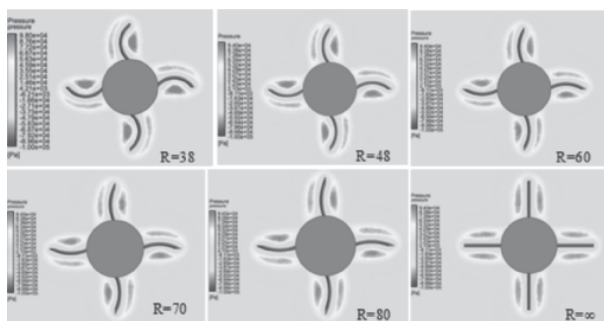
4. KẾT QUẢ MÔ PHỎNG VÀ THẢO LUẬN

4.1. Ảnh hưởng của bán kính cong tới phân bố áp suất trên bề mặt cánh

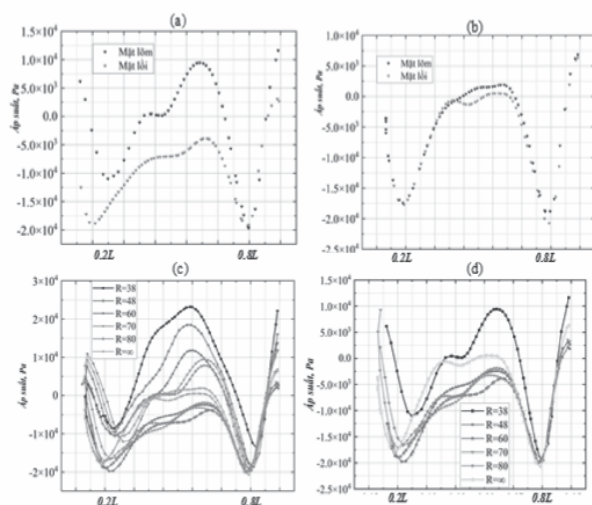
Sự phân bố áp suất tĩnh ở giữa nhịp của cánh (mặt cắt thể hiện trên Hình 1) khi bán kính cong thay đổi tại góc tấn bằng 0 được thể hiện trên Hình 6. Có thể thấy, áp suất ở hai bên cánh cong là không giống nhau. Áp suất trên mặt lõm của cánh lớn hơn trên mặt lồi và chính sự chênh lệch áp suất này làm phát sinh mô men quay M_x . Tại cùng một số Mach, bán kính cong nhỏ hơn thì chênh lệch áp suất là lớn hơn. Sự chênh lệch này là không rõ ràng đối với cánh phẳng. Khi bán kính cong tăng lên thì các lực ở hai bên cánh dần trở nên đối xứng. Nói cách khác, các lực bên tương ứng sẽ giảm dần khi bán kính cong tăng lên. Điều này cho thấy, nếu bán kính cong đủ lớn, cánh cong có thể được mô hình hóa như một cánh phẳng thuần túy (khi diện tích chiếu vuông góc xuống mặt phẳng đối xứng của tên lửa không đổi).

Để giải thích sự chênh lệch này, chúng ta hãy so sánh giá trị áp suất trên các bề mặt cong (Hình 7). Có thể thấy, khoảng cách giữa các đường cong áp suất trên mặt lõm và lồi là khác nhau (Hình 7a, 7b). Khi $R = 38$, chênh lệch áp suất giữa hai mặt lõm – lồi trung bình là 50%, trong khi đó, đối với cánh phẳng, con số này là 186%, cao hơn 3,72 lần (cùng một tiết diện). Phân bố áp suất tĩnh trên mặt lõm khi bán kính cong tăng được hiển thị trên Hình 7c. Xét trong khoảng $0,2L \div 0,8L$ nơi mà sự chênh lệch áp suất là rõ hơn. So với cánh phẳng ($R = \infty$) thì giá trị lớn nhất của áp suất giảm lần lượt 92,5%, 90,6%, 85,3%, 81,6% và 77,9% tương ứng với $R = 38\text{mm}$; 48mm; 60mm; 70mm và 80mm. Xét phân bố áp suất trên các mặt lồi (Hình 7d), giá trị áp suất tĩnh lớn nhất của các cánh có bán kính cong nhỏ hơn thì lớn hơn, tương tự như

đối với mặt lõm. Sự thay đổi áp suất tĩnh tại mặt lõm trung bình là $\pm 31\%$ không nhiều so với thay đổi áp suất tại mặt lõm đối với các cánh cong khác nhau. Điều này thể hiện rõ trên Hình 7d khi các đường cong áp suất ở trường hợp này gần nhau hơn so với mặt lõm.



Hình 6. Phân bố áp suất dọc theo một đường ở giữa nhịp của cánh khi R thay đổi.

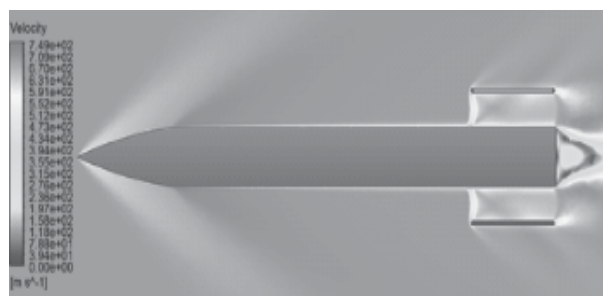


Hình 7. Phân bố áp suất tại mặt lõm (a) và mặt lồi (b) khi bán kính cong thay đổi.

4.2. Sóng xung kích

Ở tốc độ Mach 2, có thể thấy sóng xung kích dọc theo tên lửa khá rõ (Hình 8). Tên lửa lúc này đang bay ở tốc độ trên âm, và các hạt không khí nhanh chóng bị nén lại và giảm tốc độ khi chúng tiến đến mũi, dẫn đến sóng xung kích mạnh. Dòng chảy qua các cánh cong chủ

yếu vẫn là trên âm với các vùng nhỏ của dòng chảy cận âm tại điểm nối thân – cánh về phía đầu cánh. Vùng nhỏ của dòng chảy cận âm ở vùng đầu của cánh cho thấy sự hình thành của sóng xung kích cong có cường độ thay đổi từ gốc đến đỉnh của cánh. Dòng chảy cận âm tại điểm nối thân – cánh là do sự chậm lại nhót của dòng chảy trong khi dòng chảy cận âm về phía đầu cánh là do số Mach của dòng chảy tới cao hơn ra khỏi thân dẫn đến sự hình thành sóng xung kích mạnh hơn.



Hình 8. Đặc trưng dòng chảy quanh tên lửa tại $M = 2$.

5. KẾT LUẬN

Các đặc tính khí động học của mô hình cánh cong tại các vận tốc Mach và ở các góc tấn khác nhau được tính bằng phương pháp mô phỏng số. Kết quả tính toán mô men quay của nhóm nghiên cứu cho thấy sự tương đồng với kết quả thực nghiệm và các tính toán trước đây. Bài báo đưa ra phân tích chi tiết về ảnh hưởng của bán kính cong tới các đặc trưng khí động của cánh. Ở cùng một vận tốc Mach, bán kính cong của cánh càng nhỏ thì mô men quay sinh ra càng lớn. Nếu bán kính cong đủ lớn, cánh cong có thể được mô hình hóa như một cánh phẳng thuần túy. Các kết quả thu được có thể được ứng dụng trong thiết kế các loại tên lửa có sử dụng cánh cong thay thế cho cánh phẳng. ❖

Ngày nhận bài: 03/5/2023

Ngày phản biện: 01/6/2023

Tài liệu tham khảo:

- [1]. Tanrikulu, O., Onen, C. and Gokhan, T. (2000); *Nonlinear yaw-pitch-roll coupling of unguided missiles with wraparound fins*. Journal of spacecraft and rockets, Vol. 37, No 6, pp.731-739.
- [2]. Sharma N, Saini P, Chaudhary H, Nagi G. (2019); *Comparison of Flow field in the proximity of A Single Planar & Wrap-around Fin*. International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace.Vol. 6, No 4, Article11.
- [3]. Zhang, G.Q., Ji, L.C., Xu, Y. and Schlüter, J., (2015); *Parametric study of different fins for a rocket at supersonic flow*. Journal of Mechanical Engineering Science, Vol. 229, No 18, pp.3392-3404.
- [4]. Menter FR. (1994); *Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications*. AIAA journal. Vol. 32, No 8, pp.1598-605.
- [5]. Bolz, R.E. and Nicolaidis, J.D. (1950); *A method of determining some aerodynamic coefficients from supersonic free-flight tests of a rolling missile*. Journal of the Aeronautical Sciences, Vol. 17, No 10, pp. 609-621.
- [6]. C. W. Dahlke (1976); *US Army Missile Command. Alabama: US Army Missile Research, Development and Engineering Laboratory*.
- [7]. H. L. Edge (1994); *Computation of the Roll Moment for a Projectile with wrap-around fins*. Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 31, No. 4, pp. 615–620.
- [8]. Paek SK, Park TS, Bae JS, Lee I, Kwon JH. (1999); *Computation of roll moment for projectile with wraparound fins using Euler equation*. Journal of spacecraft and rockets, Vol. 36, No 1, pp.53-58.
- [9]. Kim JY, Cho SI, Lee I, Na HJ, Jung SY. (2012); *Aerodynamic analysis of a rolling wraparound fin projectile in supersonic flow*. International Journal of Modern Physics: Conference Series, Vol. 19, pp. 276-282.